

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公表特許公報 (A)

(11) 特許出願公表番号

特表平8-501623

(43) 公表日 平成8年(1996)2月20日

(51) Int. Cl.⁶
G 0 1 P 5/185

識別記号 片内整理番号
7187-2F

F I

審査請求 未請求 予備審査請求 有 (全 15 頁)

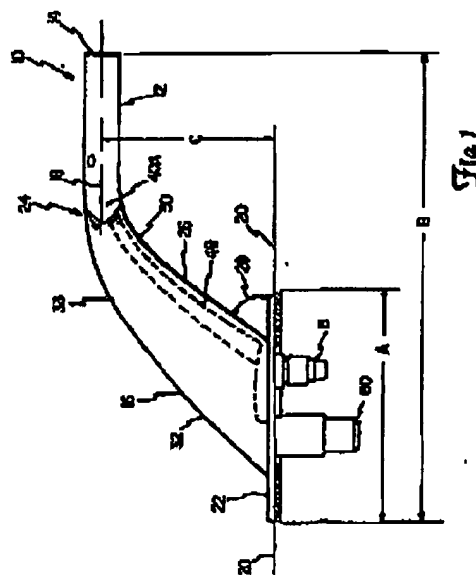
(21) 出願番号 特願平8-504530
(22) 出願日 平成5年(1993)7月13日
(35) 国際文提出日 平成7年(1995)1月20日
(36) 国際出願番号 PCT/US99/06582
(37) 国際公開番号 WO94/02858
(37) 国際公開日 平成6年(1994)2月3日
(31) 優先権主張番号 07/916,498
(32) 優先日 1992年7月20日
(33) 優先権主張国 米国 (US)
(81) 指定国 EP(AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, M C, NL, PT, SE), BR, CA, JP

(71) 出願人 ローズマウント インコーポレイテッド
アメリカ合衆国 55844 ミネソタ州、エ
デン プレイリー、テクノロジー ドライ
ブ 12001
(72) 発明者 ヘッドバーク、エリック エー、
アメリカ合衆国 55105 ミネソタ州、セ
ント ポール、リンカーン アベニュー
1021
(72) 発明者 セターホルム、ジェフリー エム、
アメリカ合衆国 55044 ミネソタ州、レ
イクヴィレ、イースト ツーサーティス
ストリート 8085
(74) 代理人 弁理士 平木 道人 (外2名)

(54) 【発明の名称】 空気力学的形状のプロープ

(57) 【要約】

本発明は輪郭を付けられた (contoured) 支柱 (16) に結合された筒状パレル (12) を有する空気データ感知プロープに関する。支柱は曲った経路に沿って形成された前方縁 (26) および後方縁 (32) を有し、取付け表面 (20) から離れた位置に、空気の相対的移動に対して上流側に向いた筒状パレル (12) を支持する。支柱 (16) は丸味を帯びた前方縁 (26) を有し、おおむねオジーブ形状の断面である。筒状パレル (12) をオジーブ形状の支柱部 (16) に移行させるために比較的急激に変化する移行遷移部 (24、40A) が設けられるので、プロープ (10) は、その支柱 (16) の重量が軽減されると共に、空気抵抗も減少し、さらに断面積の減少と支柱前方縁 (16) の丸味付けにより耐氷性能が向上された。



(2)

特表平 8-501623

【特許請求の範囲】

1. ほぼ筒状のバレルであって、その外表面の直径の中心上の中心軸および中心軸に沿った長さを有し、さらに圧力感知ポートを有するバレルと、

取付け基板と、

前記基板およびバレルの間に延在し、基板からバレルの方に向かう方向では収斂するカーブ状の前方縁および後方縁を具備すると共に、おおむねオジーブ状の断面形状を有する支柱であって、バレルの端部に近い位置まで延びている支柱と

、
支柱およびバレル間に介在し、支柱のオジーブ断面からバレルの筒形状へ移行するように、沿らかに輪郭付けられた遷移表面部とよりなる航空機搭載用圧力感知プローブ。

2. 遷移表面部が、バレルの中心軸に沿う方向で、バレルの外表面の直径より実質上大きくない軸方向寸法を有する請求項1に記載の圧力感知プローブ。

3. 支柱の前方縁は、断面が尖鋭な端部を形成する、その後方縁に比べて断面が丸味を有している請求項1に記載の圧力感知プローブ。

4. バレルは、その前方端にあつて、空気流に対して上流側に向いたピトー圧感知用開口を有し、前記開口はバレルの

内径と事実上等しい直径を有する請求項1に記載の圧力感知プローブ。

5. 圧力感知ポートは、バレルを通過する流体の移動に相対的なバレルの前方端にある開口よりなる請求項1に記載の圧力感知プローブ。

6. バレルの前方端から離れた位置にある別個の静圧感知用ポートをさらに具備した請求項5に記載の圧力感知プローブ。

7. バレルが、その中心軸に沿って延びる内部の中ぐり（ボア）を有する筒体を具備し、前記中ぐりは前記前方端に開口して圧力感知ポートを形成する請求項5に記載の圧力感知プローブ。

8. バレルはその全長にわたって実質上均一な外表面直径を有し、かつバレルの前方端から支柱に近接した位置まで延びる事実上均一直径の中ぐりを有する直筒体（straighttube）よりなり、バレルの前方端が圧力感知ポートを形成する請

(3)

特表平 8-501623

求項 1 に記載の圧力感知プローブ。

9. 氷の付着を排除するためのヒータ手段をプローブ上にさらに具備した請求

項 1 に記載の圧力感知プローブ。

10. 遷移部がバレルの直径の 2 倍より短い軸方向長さし

か有しない請求項 1 に記載の圧力感知プローブ。

(4)

特表平8-501623

【発明の詳細な説明】

発明の名称

空気力学的形状のプロープ

発明の背景

本発明は小型であり、かつ空気力学的性能を高める一方で、重量を軽減することのできる空気データ感知プロープに関する。

支柱取付型の空気データセンサ用のプロープが長年使用されてきた。ピトー圧を感知するための前方に向いたポートを有し、かつ航空機胴体の側面に取付けられるように、取付け基板または取付け板に向かって後方に延びて横方向に曲った筒体を含むプロープも存在した。このようなプロープすなわち空気データ感知装置は航空機の表面から突出しているため、そのような突起物のない同種の航空機と比較して、空気抵抗（抗力）が不所望に増加する。支柱取付型プロープは航空機の表面に近接しているため、支柱および近接表面に起因してもたらされる圧力の乱れ（不安定）を種々の方法で補償する必要がある。支柱取付型プロープはまた、使用中の除氷のために加熱されなければならない。さらに空気データセンサの質量は最少にされなければならない。

ピトー圧および／または静圧を感知するために円筒状パレルプロープが使用されてきた。ピトー圧は前方に向いたポートを通して感知され、一方静圧は、空気流に対してほぼ垂直な開口を通して感知される。パレルがその上に装備される支柱は、前後方向では流線形断面を有する。除氷用のヒータを収容し、また圧力信号用の導管すなわち配管を収容するために、支柱は適当な厚さが必要である。

従来技術では、前方に向いたポートから空気データセンサのための側方支持基板に向かって遷移するために、複合曲線状に整形された空気データセンサ支柱の前方縁および後方縁を備えることが知られていた。

発明の概要

本発明は、ピトー圧を感知するための開口端を有する円筒状で、前方に向いたパレルを用い、ピトー圧および／または静圧感知に使用できる空気データセンサプロープに関する。パレルは、空気データセンサを支持表面上に装備するための

(5)

特表平8-501623

支持ベースに取付けられるように、パレルから後方へ延びて横方向へ屈曲した支柱によって支持される。支柱は、パレルから支持ベースの方へ向かって屈曲し、かつ互いに離れていく前方縁および後方縁を有する。支柱はおおむねオジーブ

(ogive) 形状であり、氷の脱落を助けるように、比較的丸味を帯びた前方縁を有するので、除氷作業のために必要とされる熱量が低減される。

パレルは、空気抵抗を最小にするような滑らかな表面輪郭を用いて、筒形状からオジーブ形状へ急激に移行する支持部で支柱に搭載される。空気データ感知プローブは、空気抵抗が低いのみならず、実用されている他のセンサに比べて小型かつ軽量である。

図面の簡単な説明

図1は本発明による支柱取付型空気データセンサプローブの上面図である。

図2は図1のプローブの正面図である。

図3は図1のプローブの上面概要図である。

図4は図3の4-4線に沿う断面図である。

図5は図3の5-5線に沿う断面図である。

図6は本発明による支柱取付型空気データセンサプローブの斜視図である。

好ましい実施例の詳細な説明

図1に示すように、包括的に符号10で表わされる空気データ感知プローブは、空気流の方に向いた端部開口14を有

する筒状のパレル部12を含む。筒状パレル部12は支柱部16に取付けられ、前記支柱部はさらに筒状パレル12の後端から後方に向かって延びると共に、横方向にカーブし、筒状パレル12の中心軸18から横方向に航空機または飛行体の表面20に向かって屈曲する。支柱16は、航空機に通常の方法で取付けられるための取付け基板22を有する。空気抵抗を最小にするために、通常、基板22の外側面は表面20と面一にされる。

図2に示すように、筒状の前方端開口14はパレル12の内径全体に広がる。開口14は空気流の上流側に面するピトー圧感知ポートを形成し、支柱16内の

(6)

特許平 8-501823

適当な配管（図示せず）に接続される。配管は、適当な圧力センサ（図示せず）に結合された端部コネクタ 13 を有する。筒状バレル 12 は短い遷移部 24 で支柱 16 のほぼオジーブ断面形状（図 4、5 に示すような）へと遷移変形される。遷移部 24 は、最小距離内で、しかも鋭い端部や不規則な角部を生ずること無しに、バレル 12 の円筒形状を支柱 16 のオジーブ断面形状に円滑に変形（blend）させる。筒状バレル 12 は、その長さ方向軸 18 に沿って、航空機の側面 20 の位置とバレル 12 との間の距離に実質上等しい相当の長さにわたって、真の円筒

形状を保つ。したがって、開口すなわちポート 14 における空気圧に及ぼす支柱の影響が低減され、圧力信号の信頼性が増強される。

支柱 16 それ自体の前方縁および後方端は複合曲線形状である。丸められた（尖っていない）前方縁 26 は、航空機の表面 20 に対して、航空機に近い側で、前方に向かって傾斜角度 28 でほぼ直線状に延び出している。それから前方縁 26 は、部分 30 で屈曲し、円筒状バレル 12 の外表面に正接時に一体化される。後方縁 32 は、それが基板 22 と結合される点から、前方縁 26 よりもなだらかで、かつこれとは異なるカーブを描いて、航空機表面 20 および基板 22 から前方、外側に向かって延長される。前後 2 つの縁部 32、26 はバレル 12 の後端に向かう方向では収斂する。換言すれば、バレル 12 から離れて基板に 22 に近づく方向では、互いに離れてくる。なだらかで比較的大径の部分 33 で、前記後方縁 32 は円筒状バレル 12 の外表面に合致される。

図 2 に示すように、支柱 16 はまた縦線 34 で示す中心軸に沿って、その端みにテーパが付けられているので、支柱 16 は、その基部 36 では比較的厚い（すなわち、幅広である）が、縦方向に寸法が減少し、符号 38 の部分では、円筒

状バレルの直径よりも小さくなっている。滑らかに変化する複合局線状の表面 39 が、支柱 16 と円筒状バレル 12 とを結合するのに用いられる。図 2、3、6 から分かるように、空気抵抗を増加したり、実質的な乱気流を生じたりする不規則面を生じないように、その表面は滑らかなテーパを付けられている。支柱 16

(7)

特表平8-501623

の上面40では、遷移部24は移行表面 (blending surface) 40Aを有する。移行表面40Aは表面40から多数方向に滑らかに拡大され、ほぼ線分46 (図3) で示す位置で円筒状になる。この移行表面はまた、前方に向いた円筒状パレル12に対する適当な支持となる一方で、空気抵抗を最小にするように設計される。底面42も、図6に符号42Aで示すように、円筒状パレル部12に移行するための、同様の拡大表面を有する。

センサプローブ10は、支柱16内に配備され、概略的に符号49で示されるヒータを備え、さらにパレル12内にも除氷用のヒータを具備することがある。これらヒータは通常設計の抵抗ヒータで良い。図1には、航空機内部からヒータへの電気接続のためのコネクタ50が示されている。支柱16の前方縁26は、氷を脱落させやすい傾向をもった丸味のある表面とされる。丸味を帯びた前方縁26はまたそれに

沿って、かつそれに近接して抵抗ヒータを装填するための領域を提供し、氷を溶かし、除去するのに十分な高温度が得られるようにする。

オジーブ断面の支柱16は、空気抵抗を低減するように、その長さ全体にわたって薄く構成される。また円筒状または円形断面パレル12から薄いオジーブ支柱断面への急峻な (短い) 遷移部24は、滑らかに輪郭付けられた (contoured) 表面であって、重量を軽減し、かつ空気抵抗を低減する傾向を有する。遷移部24は、軸18の方向では、パレル12の1つの直径領域内に延在するのが望ましい。また遷移部24は、軸方向では、2つのパレル直径下になければならない。

厚み対弦の長さの比、すなわち図4、5に示すオジーブ支柱断面形状の、前方縁から後方縁までの弦の長さ (翼弦長) 26Bに対する横方向寸法26Aが、適当な強度を保ちながら、空気抵抗を実質的に減少させ、さらに重量を最小化できる支柱を提供する。

横方向寸法26Aと弦の長さ26Bとの比は、支柱16の長さ方向で全体にわたって実質上異なっている。換言すれば、支柱16の中心軸に垂直に計ると、弦の長さが短いところほ

(8)

特表平8-501623

ど支柱は薄い、前記の比は変化している。遷移表面40A、42Aが流体に乱れ(dislocation)を生じさせるが、移行領域(blending area)24がこの乱れを減少させる。支柱16の表面の外側面40、42は、図示のように凸状であり、その側面は比較的薄くされている。支柱16の断面積が小さいことは耐結氷能力を増加させる。前述のように、ピトー開口14での圧力誤差に及ぼす支柱の影響もまた低減される。パレル12の円筒状断面は、使用される配管の直径に対して大きい寸法のピトー開口14を具備させる。

図3に示すように、パレル12の周囲の環状位置およびその長さ方向すなわち軸方向位置の両方に関する所望の位置の、円筒状パレル12上に静圧感知用ポート60を形成することができる。静圧感知用ポートの軸は、通常プローブの外側面に向いており、水平から約60°上方に向いている1つのポート、および水平から約60°下方に向いている他のポートの2つのポートがあり得る。これらの軸は、図2に符号60Aで示されている。このような場合、適当な配管が(図示されていないが)ポート60から支柱16を経て航空機へ施工され、静圧信号が伝達される。

本発明の1態様におけるプローブは非常に小型軽量である。

各部寸法の代表的な1例は、次のようであることができる。図1に示した基板Aの全長が3.5〜4.5インチ、基板の後方端縁からパレル先端までの長さBが6.25〜7.5インチ(7.5インチより短いのが望ましい)、パレル部のオフセットCが2.25〜2.5インチ(2.5インチより少ないのが望ましい)であり、パレル外径は典型的には0.44〜約0.5インチである。図6の例では、パレルはもっと短く、プローブの全長は約8.5インチである。

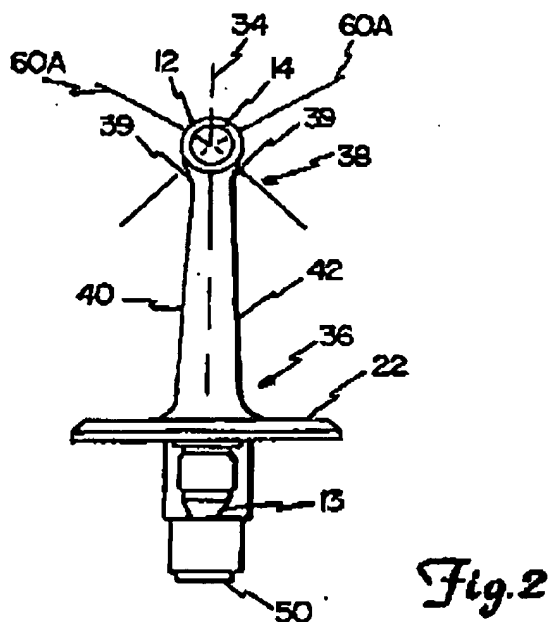
同じような一般的比率が、より大きいピトー静圧チューブにも使用できる。例えば、全長Bが14〜18インチに増加される場合、パレルの長さは約6インチに、またその直径は0.75〜0.9インチに増加する。

本発明を好ましい実施例を参照して説明したが、当該技術分野の技術者は、発明の精神と範囲から逸脱すること無しに形式および詳細において変更できることを理解するであろう。

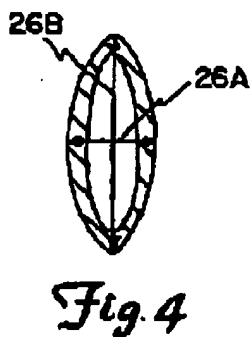
(10)

特表平6-501623

【図2】



【図4】



(11)

特表平8-501623

【図5】

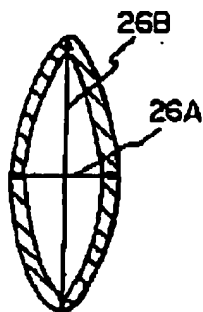


Fig. 5

(12)

解表平 8-501623

【例 3】

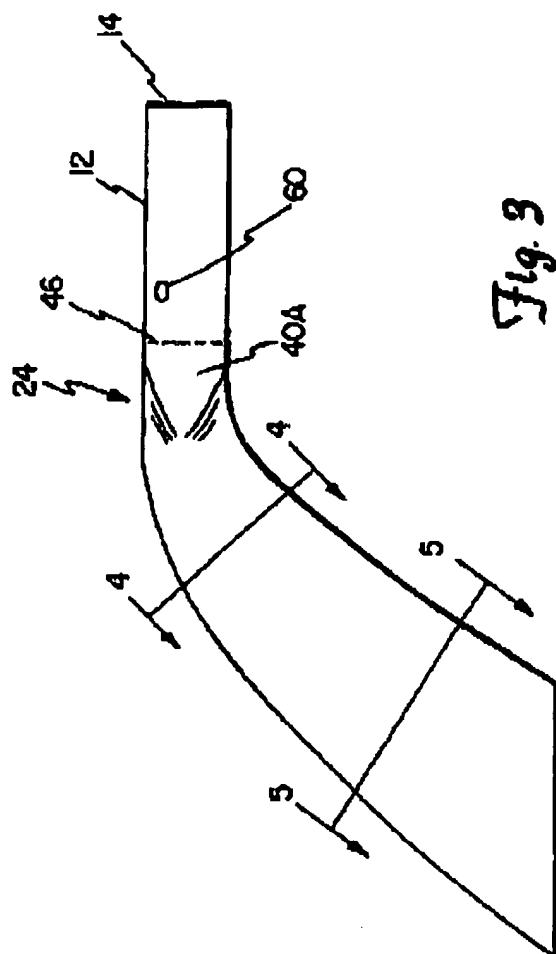


Fig. 3

(13)

特表平 8-501623

【図6】

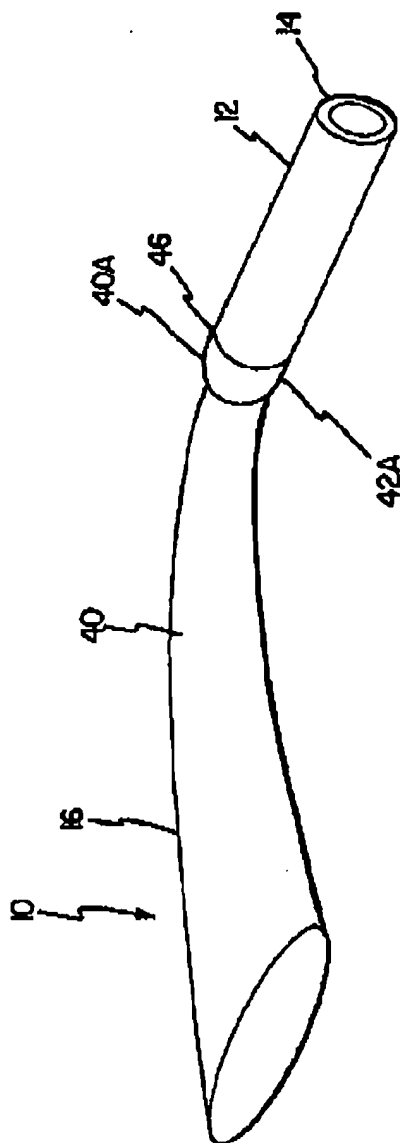


Fig. 6

(14)

特表平8-501623

【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

PCT/US 93/05882

I. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER (Of several classification systems apply, indicate only) According to International Patent Classification (IPC) or to both National Classification and IPC: Int.Cl. 5 G01P5/165		
II. FIELDS SEARCHED Minimum Documentation Searched ¹		
Classification System	Classification Symbol	
Int.Cl. 5	G01P	
Documentation Searched other than Minimum Documentation in the extent that such Documents are included in the Fields Searched ¹		
III. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT²		
Category ³	Character of Document ⁴ with indication, where appropriate, of the relevant passages ⁵	Relevant to Claim No. ⁶
A	GB,A,857 427 (AVIMO LTD) 29 December 1980 see page 1, line 72 - page 2, line 51; figures 1-3	1,3,5, 7-9
A	US,A,3 030 807 (M.D.SCADRON) 24 April 1962 see column 2, line 47 - column 3, line 69; figures 1-3,6,12	1,3,4,8, 9
A	WO,A,8 607 465 (ROSEMOUNT INC.) 18 December 1985 see page 2, line 27 - page 3, line 31; figures 1,3	1,4,6
¹ Special categories of cited documents: "A" documents defining the general state of the art which is not considered as being of particular relevance "E" earlier documents but published on or after the international filing date "L" documents which may throw light on priority claims or which in fact establish the publication date of another document or other special reasons (not specified) "O" documents referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "T" documents published prior to the international filing date but later than the priority date defined		
² "I" later documents published after the international filing date of priority date and not in conflict with the application but cited to demonstrate the principle or theory underlying the invention ³ "X" documents of particular relevance: the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step ⁴ "Y" documents of particular relevance: the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is considered with one or more other such documents, each combination being different in a prior art ⁵ "Z" document number of the same patent family		
IV. CERTIFICATION		
Date of the Actual Completion of the International Search 28 OCTOBER 1993		Date of Mailing of this International Search Report 26. 11. 93
Designated Examining Authority EUROPEAN PATENT OFFICE		Signature of ANYONE OF OTHERS HANSEN P.

Form PCT/ISA/210 (updated March 1995)

特表平 8-501623

US 9306582
SA 77126

This annex lists the parent family members relating to the parent documents cited in the above-mentioned international search report. The members are not contained in the European Patent Office EPO file on The European Patent Office is in no way liable for those particulars which are merely given for the purpose of information. 28/10/93

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family number(s)	Publication date
GB-A-857427		None	
US-A-3030807		None	
WO-A-8607465	18-12-86	US-A- 4730487 CA-A- 1267300 EP-A, B 0224569 JP-T- 62503122	15-03-88 03-04-90 10-06-87 10-12-87

END OF THE LINE

2 For more details about this annex, see Official Journal of the European Patent Office, No. 12/82

JP,08-501623,A [CLAIMS]

* NOTICES *

JPO and NCIP are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

1. This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2. *** shows the word which can not be translated.
3. In the drawings, any words are not translated.

CLAIMS

[Claim(s)]

1. Barrel Which is Almost Tubed Barrel, Has Die Length in alignment with Medial Axis and Medial Axis on Core of Diameter of the Outside Surface, and Has Pressure Sensing Port Further, anchoring substrate While providing the front edge and back edge of the letter of a curve which are converged towards extending between said substrate and a barrel and going to the direction of a barrel from a substrate Stanchion which is a stanchion which has an ogive-like cross-section configuration in general, and has been prolonged to the location near the edge of a barrel So that it may intervene between a stanchion and a barrel and may shift to the shape of a cartridge of a barrel from the ogive cross section of a stanchion The pressure sensing probe for aircraft loading which consists of the eclipse ***** surface section with a profile smoothly.
2. Pressure sensing probe according to claim 1 with which transition-table surface part has on parenchyma shaft-orientations dimension which is not large from diameter of outside surface of barrel towards meeting medial axis of barrel.
3. The front edge of a stanchion is a pressure sensing probe according to claim 1 with which the cross section has roundness compared with the back edge in which a cross section forms an acute edge.
4. A barrel is a pressure sensing probe according to claim 1 which is in the front edge, has opening for pitot pressure sensing which turned to the upstream to airstream, and has a diameter with said opening equal to the bore of a barrel as a matter of fact.
5. A pressure sensing port is a pressure sensing probe according to claim 1 which consists of opening in the front edge of a barrel relative to migration of the fluid which passes a barrel.
6. Pressure sensing probe according to claim 5 which possesses further separate port for static pressure sensing in location distant from front edge of barrel.
7. It is the pressure sensing probe according to claim 5 which possesses the barrel which has the boring (boa) of the interior where a barrel is prolonged along with the medial axis, carries out opening of said boring to said front edge, and forms a pressure sensing port.
8. A barrel is a pressure sensing probe according to claim 1 with which it consists of a direct barrel (straighttube) which is prolonged to the location which has a uniform outside-surface diameter on parenchyma covering the overall length, and approached the stanchion from the front edge of a barrel, and which has the boring of a homogeneity diameter as a matter of fact, and the front edge of a barrel forms a pressure sensing port.
9. Pressure sensing probe according to claim 1 which possesses heater means for eliminating adhesion of ice further on probe.
10. The pressure sensing probe according to claim 1 which has only shaft-orientations die length with the diameter shorter than twice whose transition section is a barrel.

[Translation done.]

JP,08-501623,A [DETAILED DESCRIPTION]

* NOTICES *

JPO and NCIP are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.*** shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

DETAILED DESCRIPTION

[Detailed Description of the Invention]

Background of probe invention of the name aerodynamic configuration of invention This invention is small, and while it raises the aerodynamic engine performance, it relates to the air data sensing probe which can mitigate weight.

The probe for the air data sensors of a stanchion clamping die has been used for years. The probe containing the barrel at which was back prolonged toward the anchoring substrate or the adapter plate, and it turned in the longitudinal direction also existed so that it might have the port it turned [port] to the front for sensing a pitot pressure and might be attached in the side face of an aircraft fuselage. Since such a probe, i.e., air data sensing equipment, is projected from the front face of the aircraft, as compared with the aircraft of the same kind without such a projection, air resistance (reaction) increases to un-wanting. Since the stanchion clamping-die probe is close on the surface of the aircraft, it is necessary to compensate with various approaches the turbulence of the pressure hung down even if it originates in a stanchion and a contiguity front face (instability). A stanchion clamping-die probe must be heated again for defrosting in use. Furthermore, mass of an air data sensor must be made into the minimum.

In order to sense a pitot pressure and/or a static pressure, the cylindrical barrel probe has been used. A pitot pressure is sensed through the port turned to ahead, and, on the other hand, a static pressure is sensed through almost perpendicular opening to airstream. The stanchion by which a barrel is equipped on it has a streamline-like section in a cross direction. In order to hold the heater for defrosting and to hold, the conduit, i.e., piping, for pressure signals, suitable thickness is required for a stanchion.

In order to change toward the side support substrate for an air data sensor from the port turned to ahead, having the front edge and back edge of the air data sensor stanchion orthopedically operated in the shape of a compound curve was known for the conventional technique.

Outline of invention It is cylindrical and this invention relates to the air data sensor probe which can be used for a pitot pressure and/or static pressure sensing using the ahead suitable barrel for which it has an opening edge for sensing a pitot pressure. A barrel is supported with the stanchion which was prolonged from a barrel to back and crooked to the longitudinal direction so that an air data sensor may be attached in the support base for equipping on a support front face. A stanchion is crooked toward the direction of the support base from a barrel, and has the front edge and back edge to leave [each other]. Since it has the front roundish [wore comparatively] one so that a stanchion may be an ogive (ogive) configuration in general and may help icy omission, the heating value needed for a defrosting activity is reduced.

A barrel is carried in a stanchion using a smooth surface profile which makes air resistance min with the supporter which shifts to an ogive configuration rapidly from the shape of a cartridge. An air data sensing probe has small and lightweight air resistance compared with other sensors currently it is not only low, but used. Easy explanation of a drawing Drawing 1 is the plan of the stanchion clamping-die air data sensor probe by this invention.

Drawing 2 is the front view of the probe of drawing 1 .

Drawing 3 is the top-face schematic diagram of the probe of drawing 1 .

Drawing 4 is a sectional view which meets four to 4 line of drawing 3 .

Drawing 5 is a sectional view which meets five to 5 line of drawing 3 .

Drawing 6 is the perspective view of the stanchion clamping-die air data sensor probe by this invention.

Detailed explanation of a desirable example As shown in drawing 1 , the air data sensing probe comprehensively expressed with a sign 10 contains the tubed barrel section 12 which has the edge opening 14 suitable for the direction of airstream. The tubed barrel section 12 is attached in the stanchion section 16, is turned to a longitudinal direction and crooked toward the front face 20 of the aircraft or an airframe in a longitudinal direction from the medial axis 18 of the tubed barrel 12 while said stanchion section is further prolonged toward

back from the back end of the tubed barrel 12. A stanchion 16 has the anchoring substrate 22 for being attached in the aircraft by the usual approach. In order to make air resistance into min, the lateral surface of a substrate 22 is usually made flat-tapped with a front face 20.

As shown in drawing 2, the tubed front edge opening 14 spreads in the whole bore of a barrel 12.

Opening 14 forms the pitot pressure sensing port facing the upstream of airstream, and is connected to suitable piping in a stanchion 16 (not shown). Piping is a suitable pressure sensor (not shown).

It has the edge connector 13 boiled and combined, the transition section 24 with the short tubed barrel 12 — a stanchion 16 — transition deformation is carried out mostly to an ogive cross-section configuration (as [show / in drawing 4 and 5]).

The transition section 24 is made to transform the shape of a cylindrical shape of a barrel 12 into the ogive cross-section configuration of a stanchion 16 smoothly, without moreover producing a sharp edge and an irregular corner within the minimum distance (blend). Along the die-length directional axis 18, the rear superiors of the tubed barrel 12 are carried out to the distance between the location of the side face 20 of the aircraft, and a barrel 12, it is, and maintains the shape of a true cylindrical shape covering considerable die length. Therefore, the effect of the stanchion exerted on the pneumatic pressure in opening 14, i.e., a port, is reduced, and the dependability of a pressure signal is reinforced.

The front edge and back edge of stanchion 16 itself are a compound curve configuration. The front (it is not sharp) edge 26 rounded off is beginning to extend in the shape of a straight line mostly whenever [tilt-angle] toward the front in the side near the aircraft to the front face 20 of the aircraft 28. And the front edge 26 is crooked in a part 30, and is united with the outside surface of the cylindrical barrel 12 in tangent. From the point that it is combined with a substrate 22, the back edge 32 is more gently-sloping than the front edge 26, and draws a different curve from this and is extended toward the front and an outside from the aircraft front face 20 and a substrate 22. Two edges 32 and 26 are converged towards going to the back end of a barrel 12 approximately. If it puts in another way, towards separating from a barrel 12 and approaching a substrate 22, it will separate mutually. It is gently-sloping and said back edge 32 agrees in the outside surface of the cylindrical barrel 12 in the part 33 of a major diameter comparatively.

since the taper is attached to the thickness along with the medial axis which shows a stanchion 16 with the chain line 34 again as shown in drawing 2 — a stanchion 16 — the base 36 — comparatively — being thick (that is, it being broad) — a dimension decreases to a lengthwise direction and it is smaller than the diameter of a cylindrical barrel in the part of a sign 38. The front face 39 of a combined station line which changes smoothly is used for combining a stanchion 16 and the cylindrical barrel 12. As shown in drawing 2, and 3 and 6, the smooth taper is attached to the front face so that the irregular side which increases air resistance or produces substantial turbulence may not be produced. On the top face 40 of a stanchion 16, the transition section 24 has shift surface (blending surface) 40A.

Much shift surface 40A is smoothly expanded to a direction from a front face 40, and becomes cylinder-like in the location mostly shown by the segment 46 (drawing 3). While this shift front face serves as suitable support for the ahead suitable cylindrical barrel 12 again, it is designed so that air resistance may be made into min. As sign 42A also shows a base 42 to drawing 6, it has the same expansion front face for shifting to the cylindrical barrel section 12.

The sensor probe 10 may be arranged in a stanchion 16, may be equipped with the heater roughly shown with a sign 49, and may possess the heater for defrosting also in a barrel 12 further.

These heaters are usually good at the resistance heater of a design. The connector 50 for the electrical connection from the interior of the aircraft to a heater is shown in drawing 1. Let the front edge 26 of a stanchion 16 be a front face with roundness with the inclination to be easy to omit ice. The field for the front roundish [wore] one 26 approaching it along with it again, and loading with a resistance heater is offered, ice is melted or sufficient high temperature to remove is obtained.

The stanchion 16 of an ogive cross section is thinly constituted covering the whole die length so that air resistance may be reduced. Moreover, the rapid (short) transition section 24 from the circular cross-section barrel 12 to a cylindrical or thin ogive stanchion cross section is a ***** (con-toured) front face with a profile smoothly, and has the inclination to mitigate weight and to reduce air resistance. As for the transition section 24, in the direction of a shaft 18, it is desirable to extend in one diameter field of a barrel 12. Moreover, there must be the transition section 24 in the bottom of two barrel diameters at shaft orientations. While longitudinal direction dimension 26A to die-length (chord length) 26B of the bowstring from a front edge to the back edge of the ratio of the die length of a thickness opposite bowstring, i.e., drawing 4, and the ogive stanchion cross-section configuration shown in 5 maintains suitable reinforcement, air resistance is decreased substantially and the stanchion which can minimize weight further is offered.

The ratios of longitudinal direction dimension 26A and die-length 26B of a bowstring differ on parenchyma over

JP,08-501623,A [DETAILED DESCRIPTION]

4/4/ 3/3 ページ

the whole in the die-length direction of a stanchion 16. Although a stanchion is as thin as the place where the die length of a bowstring is short when it measures at right angles to the medial axis of a stanchion 16 if it puts in another way, the aforementioned ratio is changing. Although the transition-table sides 40A and 42A make a fluid produce turbulence (dislocation), the transitional zone (blending area) 24 decreases this turbulence. The lateral surface 40 and 42 of the front face of a stanchion 16 is convex like illustration, and the wall surface is made comparatively thin. That the cross section of a stanchion 16 is small makes frazil-proof capacity increase. As mentioned above, the effect of the stanchion exerted on the pressure error in the PITO opening 14 is also reduced. The cylindrical cross section of a barrel 12 makes the PITO opening 14 of a large dimension provide to the diameter of piping used.

As shown in drawing 3, the port 60 for static pressure sensing can be formed on the cylindrical barrel 12 of the location of the request about both the annular location around a barrel 12, and its die-length direction, i.e., a shaft-orientations location. The shaft of the port for static pressure sensing has usually turned to the lateral surface of a probe, and there may be two ports, one port it has turned [port] to about 60-degree upper part from the horizontal, and other ports caudad turned to about 60 degrees from the horizontal. These shafts are shown to drawing 2 by sign 60A. In such a case, suitable piping is constructed through a stanchion 16 on the aircraft from a port (not shown) 60, and a static pressure signal is transmitted.

The probe which can set this invention like 1 voice is very a small light weight.

One typical example of each part dimension can be as follows. For die-length B from 3.5-4.5 inches and the back edge of a substrate to a barrel tip, the offset C of 6.25-7.5 inches (what is shorter than 7.5 inches is desirable), and the barrel section is [the overall length of the substrate A shown in drawing 1] 2.25-2.5 inches (things fewer than 2.5 inches are desirable).

It comes out, and it is and barrel outer diameters are 0.44 - 0.5 inches of abbreviation typically. In the example of drawing 6, a barrel is shorter and the overall length of a probe is about 6.5 inches.

The same general ratio can use it also for a larger PITO static pressure tube. For example, when an overall length B is increased to 14-18 inches, the die length of a barrel increases to about 6 inches, and the diameter increases to 0.75-0.9 inches.

Although this invention was explained with reference to the desirable example, the engineer of the technical field concerned will understand that it can change in a format and a detail, without deviating from the pneuma and the range of invention.

[Translation done.]

JP,08-501623,A [DRAWINGS]

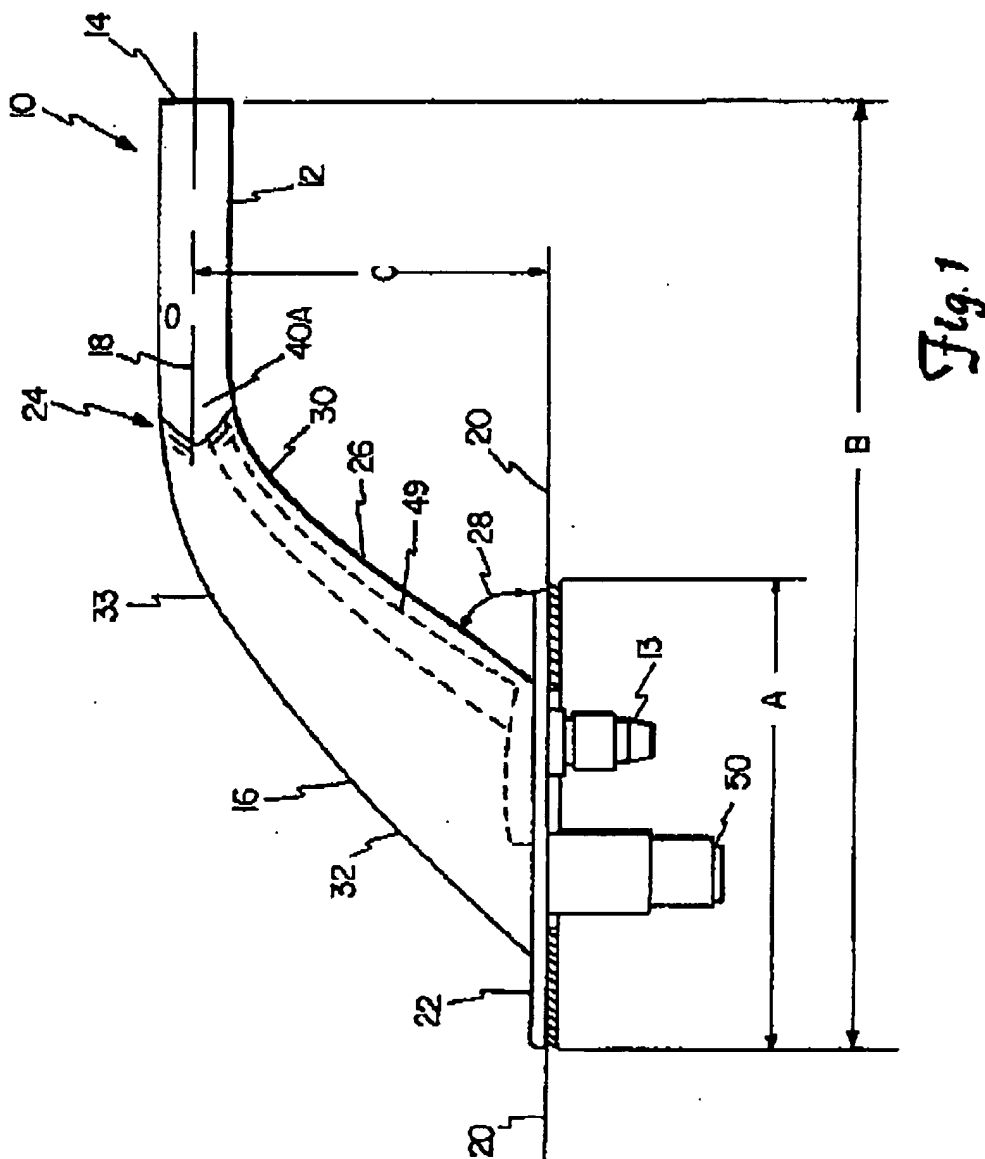
*** NOTICES ***

JPO and NCIP are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2.*** shows the word which can not be translated.
3.In the drawings, any words are not translated.

DRAWINGS

[Drawing 1]



[Drawing 2]

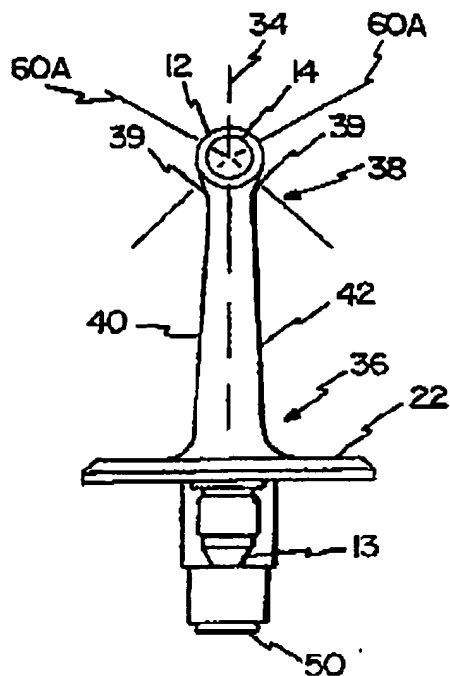


Fig. 2

[Drawing 4]
 26B

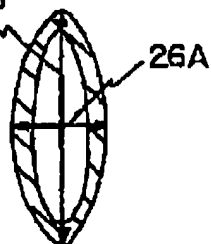


Fig. 4

[Drawing 5]

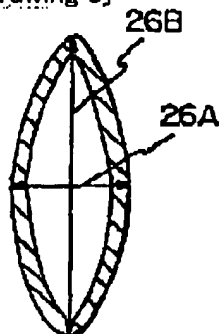


Fig. 5

[Drawing 3]

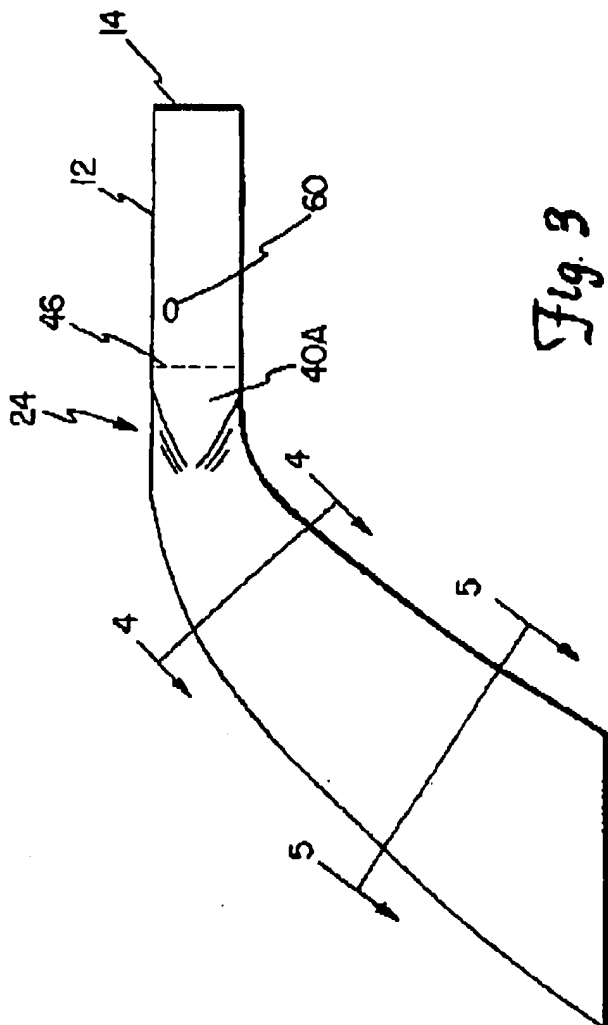


Fig. 3

[Drawing 6]

8/4/

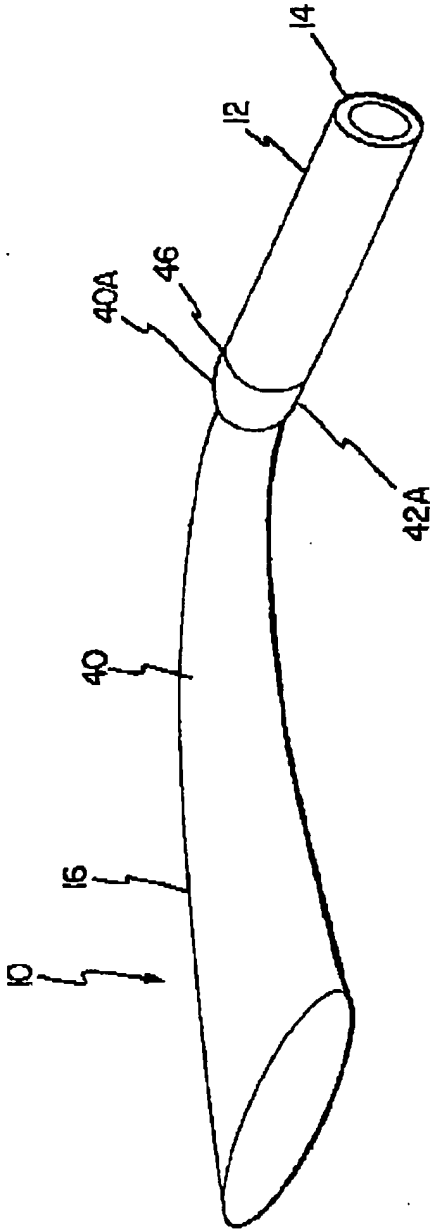


Fig. 6

[Translation done.]